

2. Требования к эффективности работы системы спутниковой связи

2.1 Срок службы спутника

Срок службы спутника складывается из следующих составляющих :

Минимально гарантированный срок службы спутника составляет пятнадцать (15) лет нахождения на орбите и выполнения необходимого маневрирования после перехода на орбите (IOT) плюс один год дополнительной работы на наклонной орбите. В течении последнего периода службы спутник должен проработать в указанной орбитальной позиции в соответствии с технико-эксплуатационными показателями данного раздела. Кроме того, если будет необходимо, спутник может находиться на хранении в течении до двух лет.

Долговечность спутника определяется сроком его эксплуатации в указанный период, если это не указано иначе. Расчет продолжительности срока службы определяется как период времени, когда спутник и его оборудование разрабатываются для эксплуатации в течении срока, определенного в технической документации. Расчетный срок службы спутника должен быть больше срока

Requerimientos de Desempeño del Sistema del Satélite

Vida Útil del Satélite

La vida útil del servicio del satélite se define como la suma de:

El período mínimo de quince (15) años de la vida de la maniobra (o del proponente), después de la finalización del IOT y un año de operación adicional en órbita inclinada, durante el cual el satélite deberá prestar el servicio en la posición orbital especificada, de conformidad con las especificaciones de desempeño de esta Parte, y el período de almacenamiento en tierra de hasta dos años, si se requiere.

La vida útil del satélite significa la vida útil de servicio del satélite, a menos que se especifique explícitamente.

El diseño de la vida se define como el período de tiempo durante el cual el satélite y sus equipos están diseñados para operar dentro de sus límites de especificación. El período de diseño de la vida útil, deberá ser mayor que la vida útil del servicio (18 años).

эксплуатации спутника (18 лет).

Если спутник предназначен для вывода только на геостационарную орбиту (ГСО), он должен быть совместим по меньшей мере с двумя ПУ при использовании одинакового способа запуска. Заявитель должен составить перечень всех ПУ, которые соответствуют сроку службы, интерфейсу и требованиям совместимости. Спутник должен соответствовать всем ограничениям, накладываемым Подрядчиком пусковых установок при разработке спутника, монтаже, сборке и испытаниях (AI&T) и в пусковой период. Конструкция космического аппарата (КА) должна соответствовать требованиям, предъявляемым к ПУ и к интерфейсу. Данные требования излагаются в Инструкции по контролю интерфейса спутника/ПУ. Конструкция спутника должна обеспечивать полное соблюдение требований к пусковому окну. Конструкция спутника должна обеспечивать его жизнеспособность во время всех динамических моментов запуска и перегрузок, обусловленных работой пусковой установки (ТУ – требует уточнения).

2.2. Требования по надежности

Предварительные расчёты вероятности жизнеспособности спутника при работе

Si el satélite está diseñado para ser colocado inicialmente en GTO, el satélite deberá ser compatible con mínimo dos vehículos de lanzamiento, utilizando el mismo método. El proponente deberá hacer una relación de todos los vehículos de lanzamiento que satisfagan la vida útil de servicio, la interfaz y los requerimientos de compatibilidad. El satélite será compatible con todas las limitaciones impuestas por el Contratista de los vehículos de lanzamiento, durante el diseño del satélite, el AI&T (Assembly, Integration and Testing), y la campaña de lanzamiento. El diseño del vehículo espacial deberá ser compatible con los requerimientos de la misión del vehículo de lanzamiento y otros requisitos de la interfaz que podrían ser definidos en el Documento de Control de Interfaz del Satélite/Vehículo de lanzamiento. El diseño del satélite deberá ser tal que los requerimientos de la ventana de lanzamiento se cumplan plenamente.

El Satélite deberá ser diseñado para sobrevivir a todos los entornos de lanzamiento impuestas por el vehículo de lanzamiento TBD (por definir).

2.2. Requerimiento de Confiabilidad

Las previsiones de probabilidad de supervivencia del satélite, con todos los canales de la banda Ku y/o Ka en

на всех каналах K_u и/или K_a -диапазона, должны быть выше 99% после трех (3) месяцев нахождения на орбите (что, предположительно, соответствует этапам запуска и выхода на начальную орбиту LEOP и перехода на орбите IOT); (СП - следует предложить), после двенадцати (12) лет работы на орбите; > 67% после пятнадцати (15) лет (СП) и в заключительный период срока службы (СП).

Анализ надежности должен учитывать всю информацию по резервированию, применявшемуся как при случайных сбоях в работе, так и при неисправностях, вызванных износом. Статистические данные в процентах по существующим сбоям, а также данные об ошибках при проведении испытаний, должны использоваться для обоснования прогнозирования надежности. В состав структурных компонентов спутниковой системы входят различные узлы, надежность которых соответствует условиям работы в космосе, а также соответствующие узловым деталям, блокам и агрегатам, прошедшим предварительную сертификацию на максимальную надежность. Это позволяет уменьшить до минимума объем работ по сертификации, предусмотренных в программе создания спутника.

В спутниковой системе не должны

funcionamiento, deberá ser superior a 99% después de tres (3) meses en órbita (suponiendo que corresponden a las fases LEOP e IOT), TBP (Por proponer) después de doce (12) años de funcionamiento en órbita, TBP (> 67%) después de quince (15) años, y TBP en el diseño final de la vida útil.

Los análisis de confiabilidad deberán tener en cuenta todas las redundancias tanto para fallas aleatorias como para fallas por desgaste. Las estadísticas de tasa de fallas existentes y los datos de prueba, deberán utilizarse para justificar las predicciones de confiabilidad. El satélite se configura con partes calidad espacial, componentes, subconjuntos, unidades, y subsistemas. Las partes, componentes, subconjuntos, unidades y subsistemas previamente certificadas, deberán ser utilizadas al máximo posible, minimizando así el grado de certificación requerido en el programa.

En la mayor medida de lo posible, un Punto Único de falla (SPFs), no deben existir. Las excepciones para el diseño del bus del satélite se limitarán a los elementos de propulsión, los componentes de antena y las estructuras del satélite. Todos los SPFs tendrán una probabilidad de éxito superior a [TBD] al final de la vida útil del diseño, incluyendo cualquier efecto aplicable del momento.

существовать (и следует в максимально возможной степени добиваться этого) так называемые единственно уязвимые звенья, которые могли бы стать причиной единичных отказов (SPFs). Лишь в исключительных случаях допускается возможность возникновения единичного отказа в конструкции шины спутника. Вероятность подобного отказа может ограничиваться деталями силовой установки, компонентами антенны и отдельными блоками конструкции спутника. Наибольшая вероятность единичных отказов (ТУ) может ожидаться в конце срока службы конструкции, хотя нельзя исключить вероятность их более раннего возникновения.

Системы спутника разрабатываются таким образом, чтобы всегда была обеспечена их максимальная эксплуатационная надежность. Конструкция любого блока, в случае его отказа, не должна приводить или вызывать повреждение или выход из строя любых других блоков или агрегатов спутниковых систем.

3. Требования по эксплуатации системы спутниковой связи

3.1 Орбитальное положение

Спутник должен быть предназначен для вывода на ГСО и работы на ней в точках

Los subsistemas del Satélite, serán diseñados para que incluya funciones de seguridad siempre que sea posible. El diseño de cualquier unidad del satélite, será tal que sus fallas no puedan causar ni propagar daño a otras unidades o circuitos.

3.Requerimientos Operacionales del Sistema del Satélite

3.1. Posición y Ubicación Orbital

El satélite deberá ser diseñado para adquirir y operar en una órbita

стояния от 120 град. з.д. до 35 град. з.д. Вывод спутника на ГСО должен производиться с переходной орбиты в течении не менее тридцати (30) дней.

В случае использования заявленного частотного диапазона (ЗЧД) спутник должен быть выведен в орбитальную позицию с точкой стояния 70,9 град. з.д. с допустимым отклонением в орбитальном окне в пределах 10 градусов.

3.2. Продолжительность и точность «удержания» (контроля положения) спутника на орбите

Удержание спутника на орбите должно допускать возможность его отклонения от номинальной орбитальной позиции в пределах, не превышающих $\pm 0,05^\circ$ В-З и С-Ю в течении всего срока службы в орбитальный период.

Продолжительность маневрирования спутника для его удержания в орбитальном окне должно быть достаточным для успешного выполнения космической миссии.

3.3. Режим работы на орбите

Спутник должен всегда обеспечивать непрерывную работу всех бортовых систем связи в соответствии с их ТЭХ в

geoestacionaria de 120 grados de longitud oeste a 35 grados de longitud oeste en la órbita geoestacionaria. El satélite deberá diseñarse para alcanzar la órbita geoestacionaria desde la órbita de transferencia alcanzada, de tal manera que el tiempo para llegar a la estación deba ser inferior a treinta (30) días.

En caso de utilizar banda planificada el satélite deberá ser diseñado para adquirir y operar en una posición entre más o menos 10 grados de la posición en 70,9 grados de longitud oeste.

3.2. Intervalo y Exactitud del “Station Keeping”

El satélite deberá ser diseñado para que el “station keeping”, tenga una derivación que no exceda de $\pm 0,05^\circ$ E-O y N-S de la posición orbital nominal durante todo el período “on station” de la vida útil del servicio del satélite. El satélite deberá ser diseñado de tal modo que el intervalo de tiempo entre las maniobras del “Station Keeping” sea tan largo como sea razonablemente posible, durante toda la misión.

3.3. Capacidad de servicio

El satélite deberá ser diseñado para permitir que todos los sistemas de comunicaciones a bordo, operen

любой момент нахождения на орбите, включая дневные периоды выхода из зоны видимости и маневрирования на орбите в течении всего срока службы.

В данной спецификации ТЭХ, режим выполнения маневров может касаться удержания спутника на орбите в направлении Восток-Запад и Север-Юг и смены позиции (если это предусмотрено). Обычный режим работы распространяется на все другие операции, производимые в различное время.

3.4. Изменение положения спутника на орбите и его вывод с орбиты

Смета расходов спутникового проекта должна предусматривать достаточные запасы топлива, которых должно хватить (после окончательной сдачи-приемки спутника в конечной орбитальной позиции) на два (2) перемещения спутника на ГСО между 10° з.д. и 130° з.д. в течении не более 60 календарных дней. После этих двух перемещений у спутника в конце его срока службы должно остаться достаточно топлива для его отвода на орбиту-кладбище космических отходов. Данная орбита должна находиться на расстоянии не менее 235 км над ГСО, согласно нормам, установленным IABC (Межагентским координационным комитетом по космическому мусору).

continuamente y cumplan con las especificaciones de desempeño en todo momento, incluyendo los intervalos diarios de eclipse del satélite y maniobras orbitales del satélite durante toda la vida útil de servicio.

En esta especificación, el modo de maniobra debe referirse a la operación durante el "Station Keeping" E-O y de N-S, y las maniobras de intercambio de momento o actitud (si procede). Modo de funcionamiento normal se refiere a la operación en todos los otros momentos.

3.4. Reposicionamiento del Satélite y pérdida de Órbita

Suficiente propelente deberá ser incluido en el presupuesto de propelente para permitir (después de la entrega definitiva en la posición orbital final) dos (2) reposicionamientos del satélite en la GEO entre 10° oeste y 130° oeste en un tiempo máximo de 60 días calendario. Luego de estos dos reposicionamientos, el satélite deberá contar con suficiente propelente para llegar a la órbita cementerio, que estará por lo menos a 235 km por encima del radio sincrónico (GEO) al final de la vida útil de la misión, según lo establecido por la IABC (Inter-agency Space Debris Coordination Committee, Comité inter-agencia de coordinación de basura espacial).